

Entwicklung und Ergebnisse der Forschung zur instationären Aerodynamik am Institut für Aeroelastik

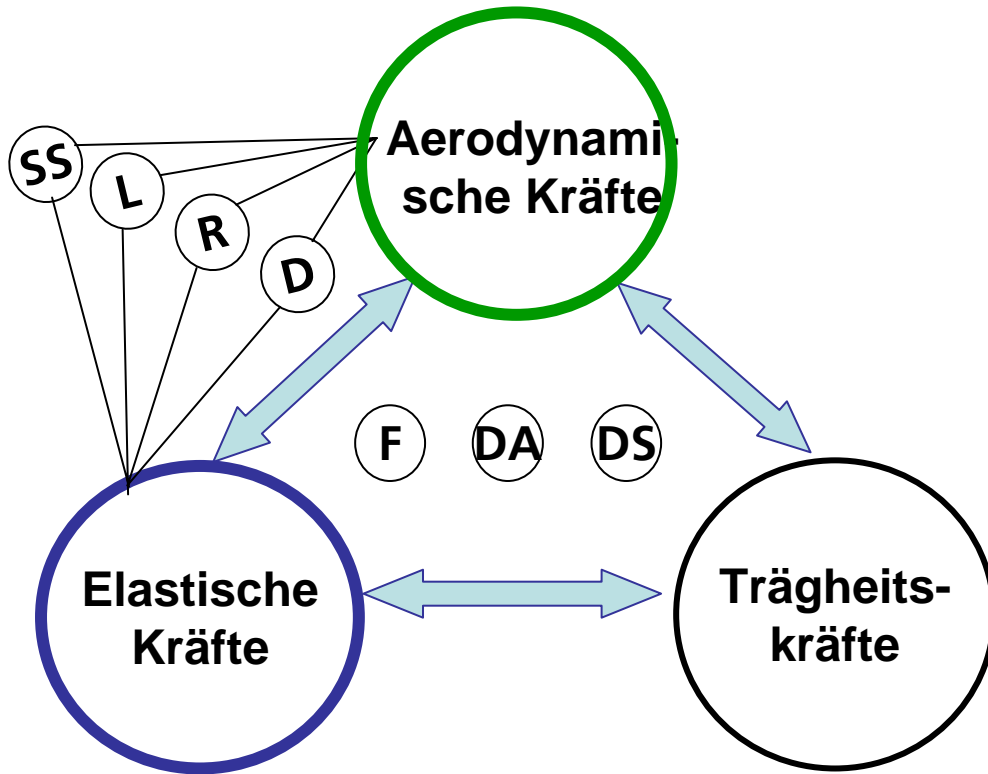
Ralph Voß
DLR Institut für Aeroelastik, Göttingen

Kolloquium zum 75. Geburtstag von Prof. Dr. Ing. H. Försching
Auf dem DGLR Luft- und Raumfahrtkongress 2005
Friedrichshafen, 28.09.2005

Übersicht

- **Ziele und Grundlagen des Forschungsgebiets**
- **Panelverfahren**
- **Linearisierte CFD Verfahren im Frequenzbereich**
- **Nichtlineare Zeitbereichsverfahren**
- **RANS für transsonische und abgelöste Strömungen**
- **Windkanalmessungen**
- **Ausblick**

Das Aeroelastische Kräfte Dreieck



D = Divergenz
R = Ruderumkehr
L = Auftriebsverteilung
SS = Statische Stabilität

F = Flatter
DA = Dynamische Antwortprobleme
DS = Dynamische Stabilität

Instationäre Aerodynamik – Strukturdynamik (ca. 1980)

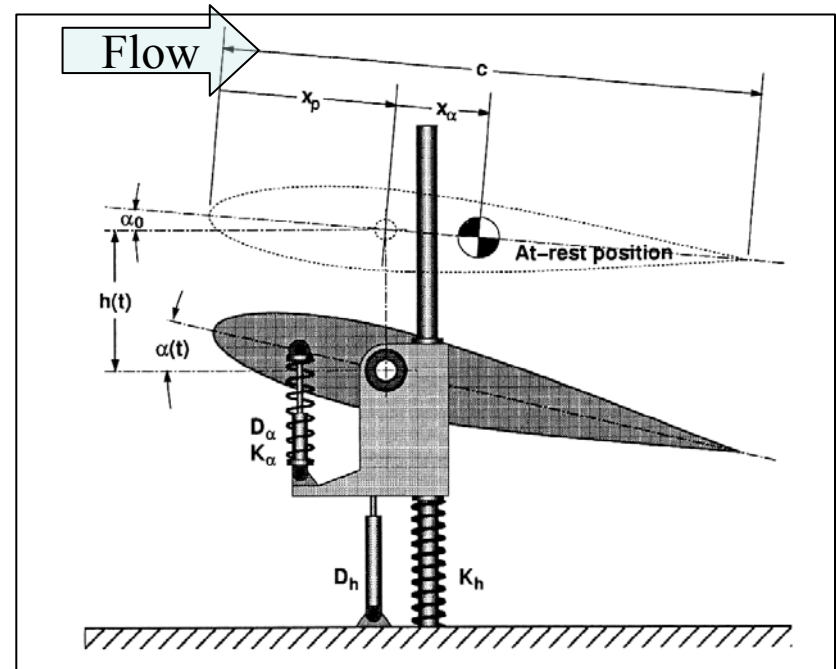


Flutterrechnung als Eigenwertproblem

$$\begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \ddot{\vec{u}} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix} \vec{u} = \begin{pmatrix} -L \\ M \end{pmatrix}$$

$$\vec{u}(t) = \begin{pmatrix} h(t) \\ \alpha(t) \end{pmatrix} = \vec{u}_0 + \vec{u}_1(t)$$

$$\underbrace{M\ddot{\vec{u}}_1 + K\vec{u}_1 - A_1\vec{u}_1}_{\text{instationär}} + \underbrace{K\vec{u}_0 - A_0\vec{u}_0}_{\text{stationär}} = 0$$



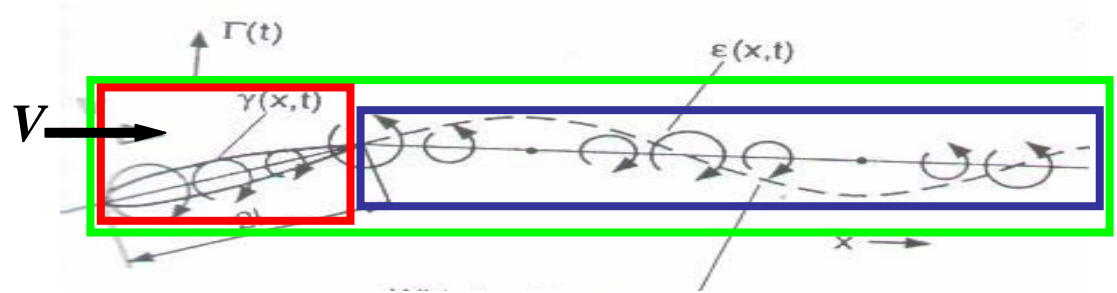
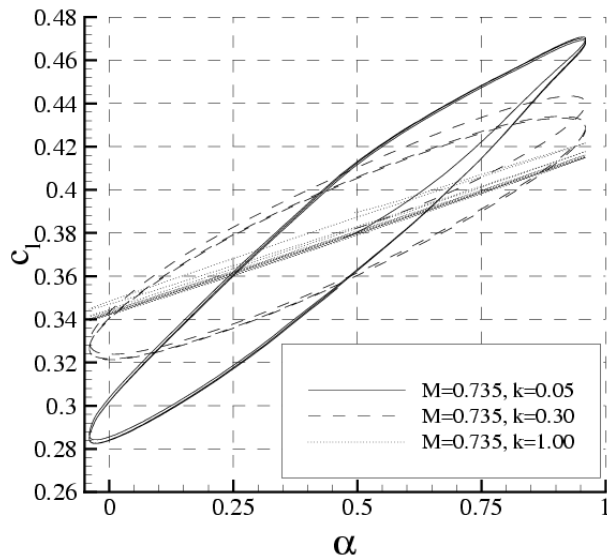
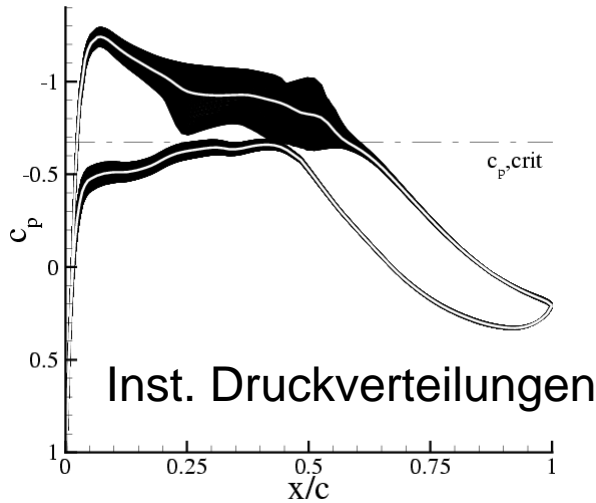
Frequenzbereich $u_{unst}(t) = u_0 + u e^{i\omega t} \rightarrow \text{Eigenwertproblem}$

Mit den von Eigenformen induzierte inst. Aerodynam. Lasten A_1

$$A_1 = q_\infty b \begin{pmatrix} -l_h c & -l_\alpha c \\ m_h c^2 & m_\alpha c^2 \end{pmatrix}$$

Instationäre Aerodynamik

Wirbelschleppe und Phasenbeziehung



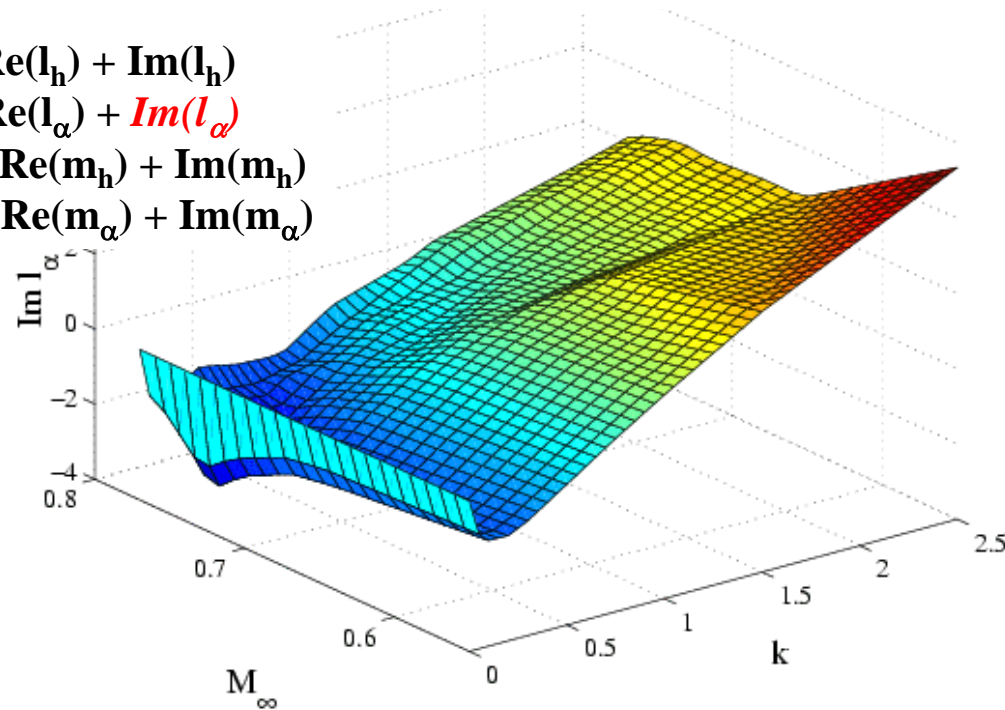
→ harmonische Analyse → Luftkraftbeiwerte

$$l_h = \text{Re}(l_h) + \text{Im}(l_h)$$

$$l_\alpha = \text{Re}(l_\alpha) + \text{Im}(l_\alpha)$$

$$m_h = \text{Re}(m_h) + \text{Im}(m_h)$$

$$m_\alpha = \text{Re}(m_\alpha) + \text{Im}(m_\alpha)$$





Entwicklung der theoretischen instationären Aerodynamik als eigenständiges Fachgebiet

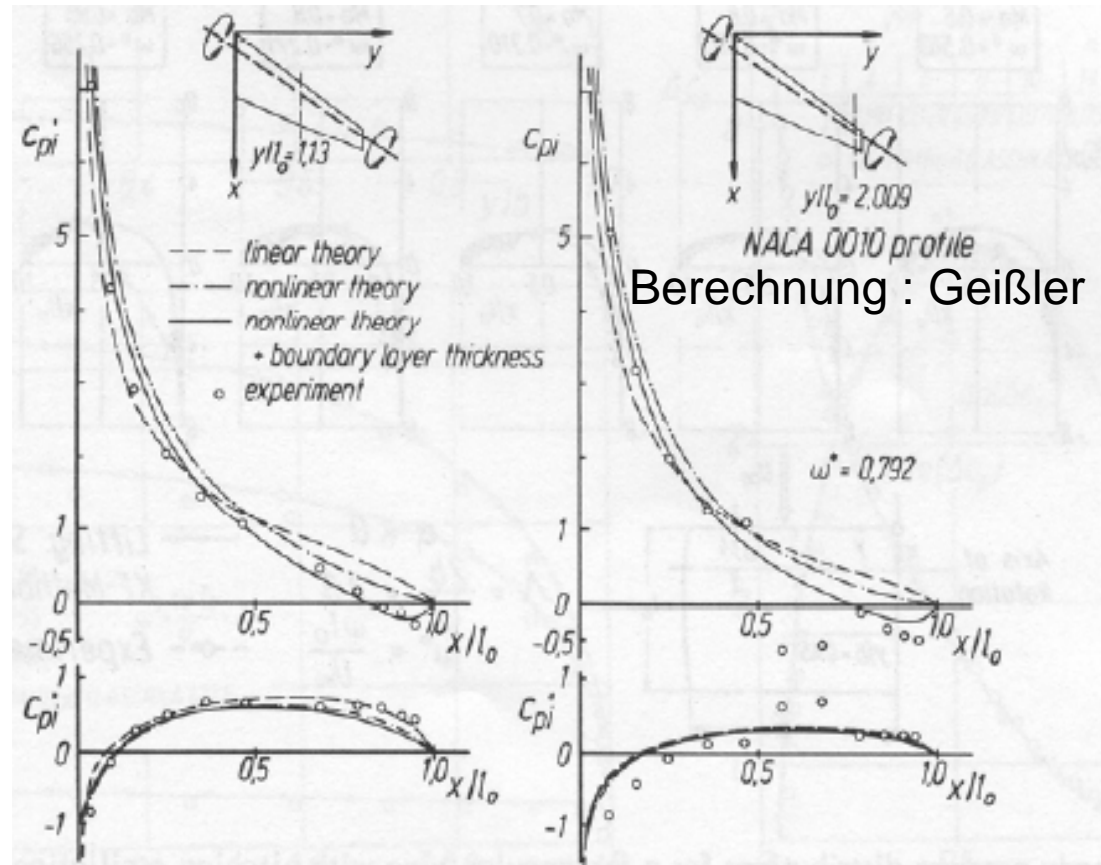
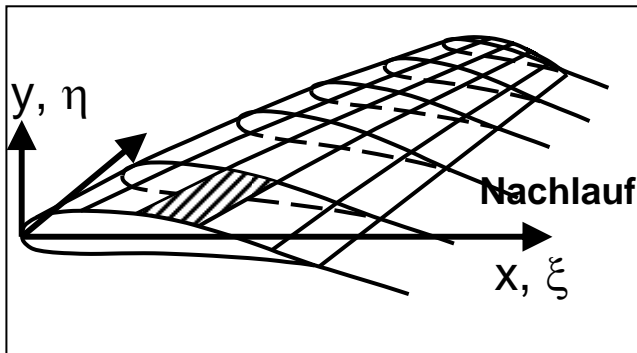
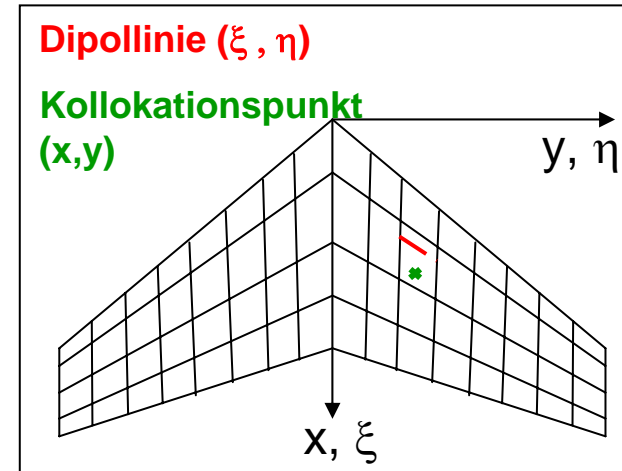
- Birnbaum 1922 : Inkompressible Strömung : Laplace-Gleichung für das Geschwindigkeitspotential, Wirbelverteilungen γ als Basislösung, Wirbelschleppe, reduzierte Frequenz, Phasenverschiebungen
- Possio 1938 : Kompressible Strömung : Wellengleichung, daher keine Wirbel als Elementarlösung, 2D Lösung in geschlossener Form
- Küssner 1940 : Allgemeine Tragflächentheorie verknüpft Lastverteilung $\Delta p(\xi, \eta)$ an einer dünnen Tragfläche mit der Normalgeschwindigkeit w der schwingenden Fläche, auf Basis von Prandtl's Beschleunigungspotential

$$w(x, y, z, t) = \frac{1}{4\pi} \iint_S d\xi d\eta \frac{\Delta p(\xi, \eta)}{\rho V} e^{i\omega \frac{(\xi-x)}{V}} \frac{\partial^2}{\partial z^2} \int_{-\infty}^{x-\xi} \frac{e^{i\omega \left(\lambda - Ma \sqrt{\lambda^2 + \beta^2 (y-\eta)^2 + \beta^2 z^2} \right)}}{\sqrt{\lambda^2 + \beta^2 (y-\eta)^2 + \beta^2 z^2}} d\lambda,$$

- Numerische Lösungen für 3D kompressible Tragflügelströmungen erst mit Grossrechnern,
 - Kernfunktionsmethode (Laschka 1963),
 - Doublet-Lattice Method DLM (1968)
 - DLR-Verfahren : Geschwindigkeitspotential (Geißler ab 1977)
Vektorpotentialverfahren (Send 1980)

Geschwindigkeitspotential Panelverfahren

Vorteile : Dicken- und Wölbungs- und Grenzschichteinfluss

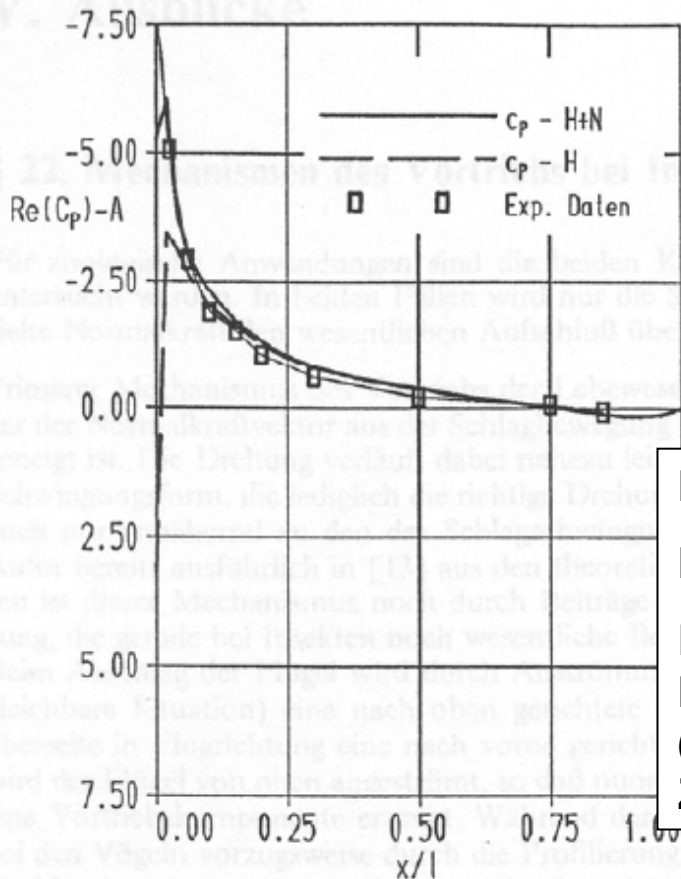


10: Unsteady pressure distributions for a swept-tapered wing with pitching oscillations. Influence of boundary layer thickness.
 $\Lambda = 2$, $\alpha_s = 0^\circ$, $\omega^* = 0.792$ - NACA 0010 profile

Lösung der Wirbeltransportgleichung mit Panelverfahren höherer Ordnung

DLR Ejektortriebwerksmodell

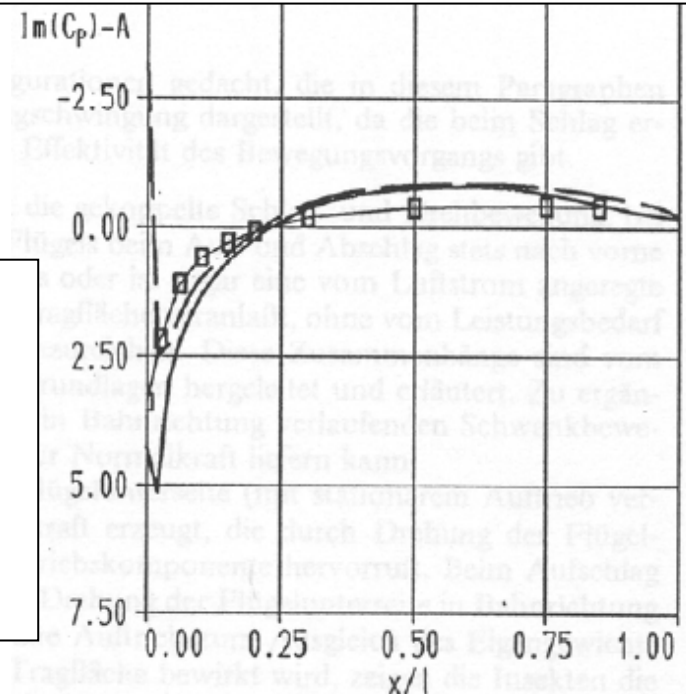
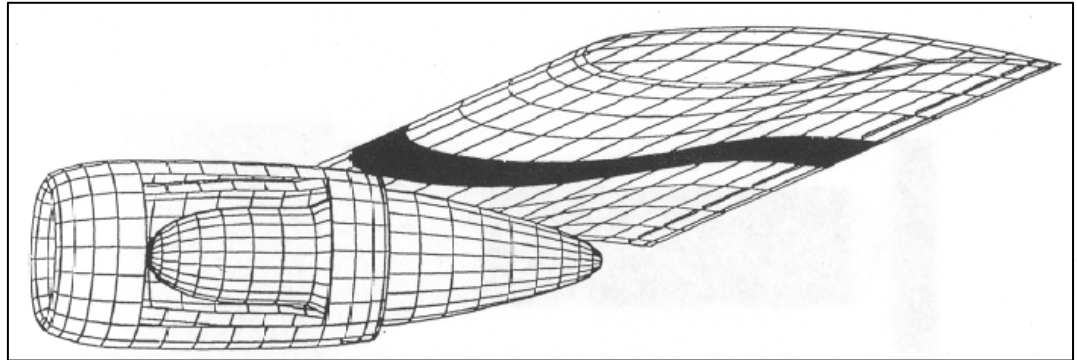
Panelverfahren von Send



H = Haube allein

H+N = Haube + Nabe

**Drehschwingungen,
Messungen im NWG
(Triebstein, Schewe,
Zingel)**



Transsonische Doublet Lattice Methode TDLM

$$\left(1 - K \frac{\partial \phi}{\partial x}\right) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} - 2 \frac{Ma^2}{\beta^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x \partial t} - \frac{Ma}{\beta^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} = 0$$

$$K = \frac{(\gamma + 1)}{\beta^2} Ma^2, \beta^2 = 1 - Ma^2, \phi = \text{Geschwindigkeitspotential}$$

$$\phi(x, y, z, t) = \phi^0(x, y, z) + \text{Re} \left\{ \phi^1(x, y, z) \cdot e^{i\omega^* t} \right\}$$

Transformation:

$$\phi(x, y, z) = \phi^1(x, y, z) \cdot e^{i\varepsilon x}, \text{ mit } \varepsilon = \frac{\omega^* Ma^2}{\beta^2}$$

$$\text{Beschleunigungspotential: } \psi = \frac{\partial \phi}{\partial x} + i \frac{\omega^*}{\beta^2} \phi,$$

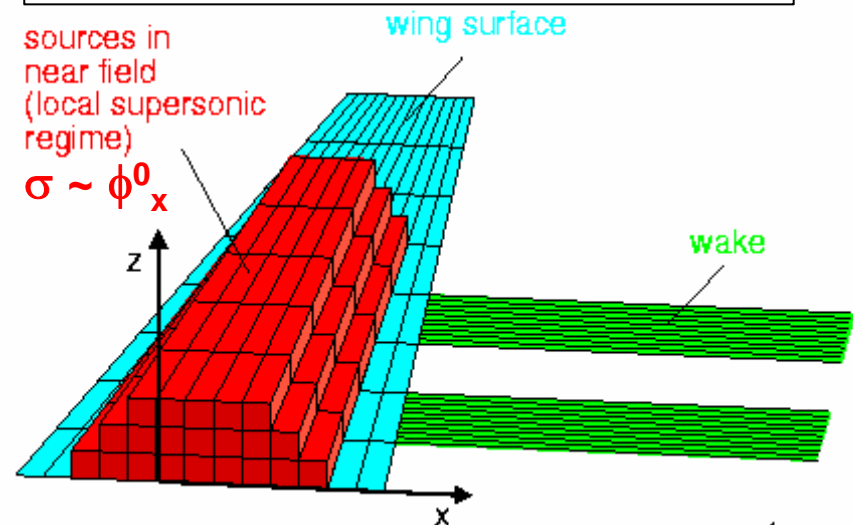
$$\nabla_H^2 \psi := \frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \lambda^2 \psi = \left(\frac{\partial}{\partial x} + i \frac{\omega^*}{\beta^2} \right) S$$

$$\lambda = \frac{\omega^* Ma}{\beta^2}, \dots S = \left(\frac{\partial}{\partial x} + i\varepsilon \right) K \frac{\partial \phi^0}{\partial x} \left(\frac{\partial \phi}{\partial x} + i\varepsilon \phi \right)$$

INHOMOGENE WELLENGLEICHUNG

Φ^0 = Geschwindigkeitspotential der stationären transsonischen Strömung

σ = Quellverteilung

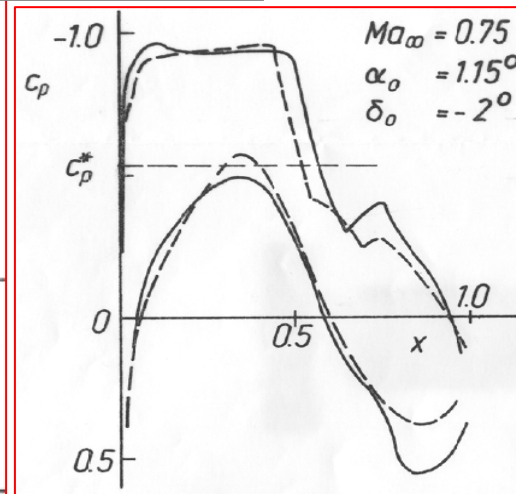
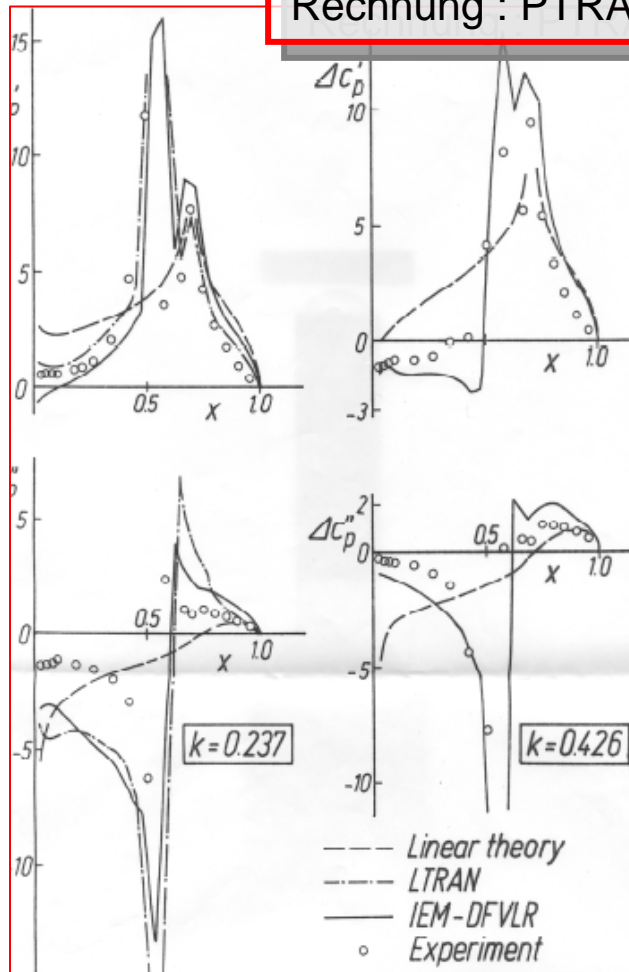


Linearisierte CFD Berechnungen

Superkrit. VA2 Profil (1981)

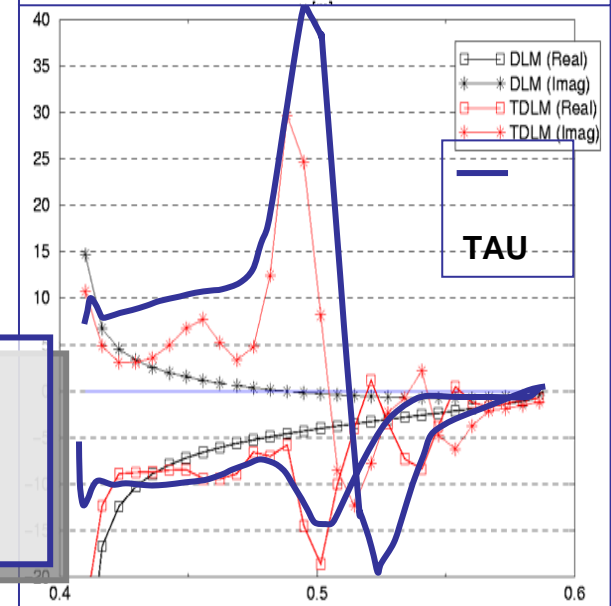
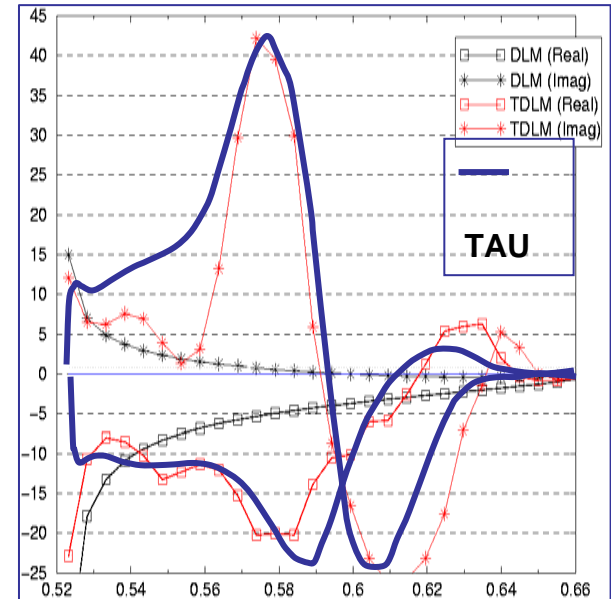
Exp. : DLR/ONERA im S2

Rechnung : PTRAN2

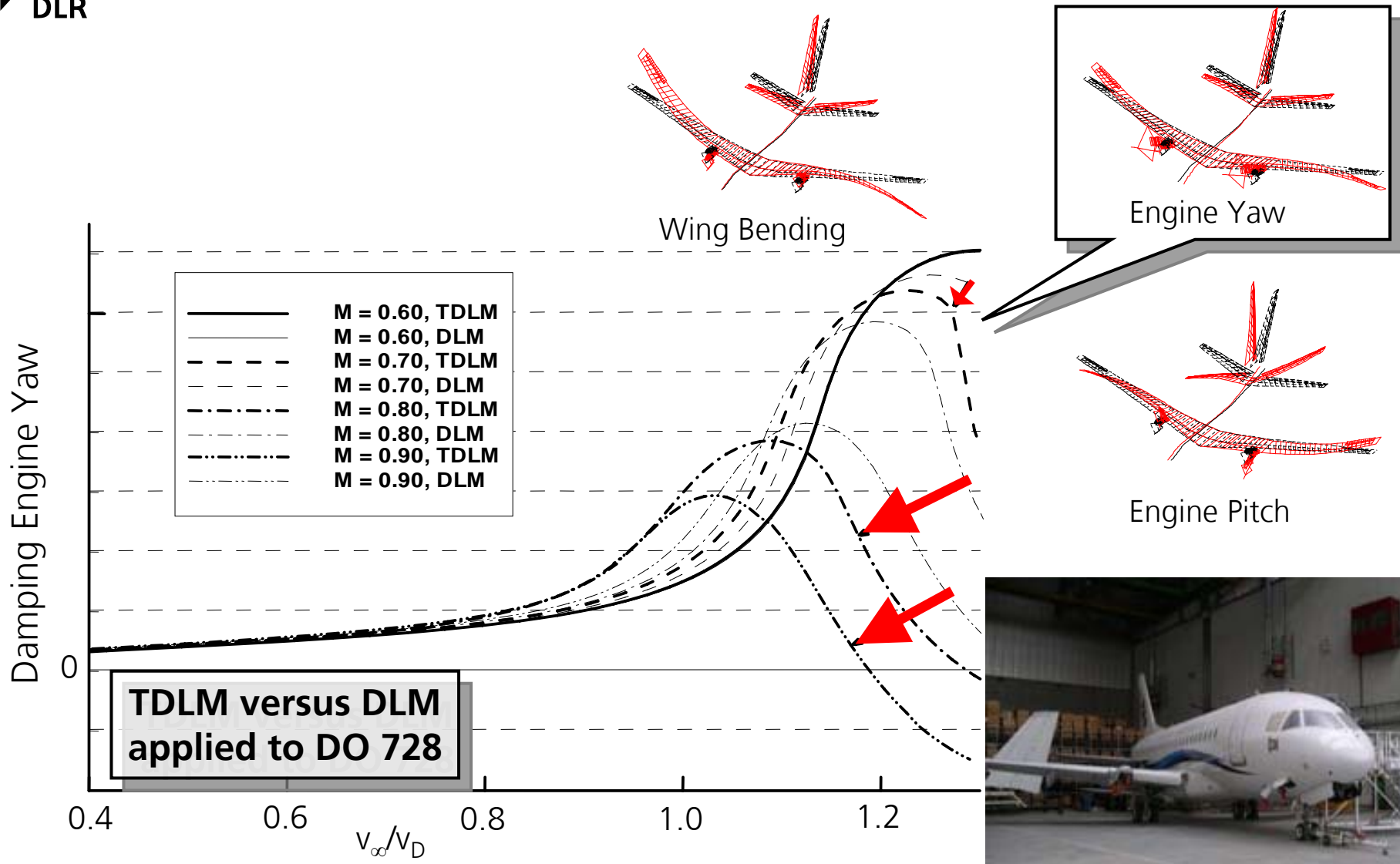


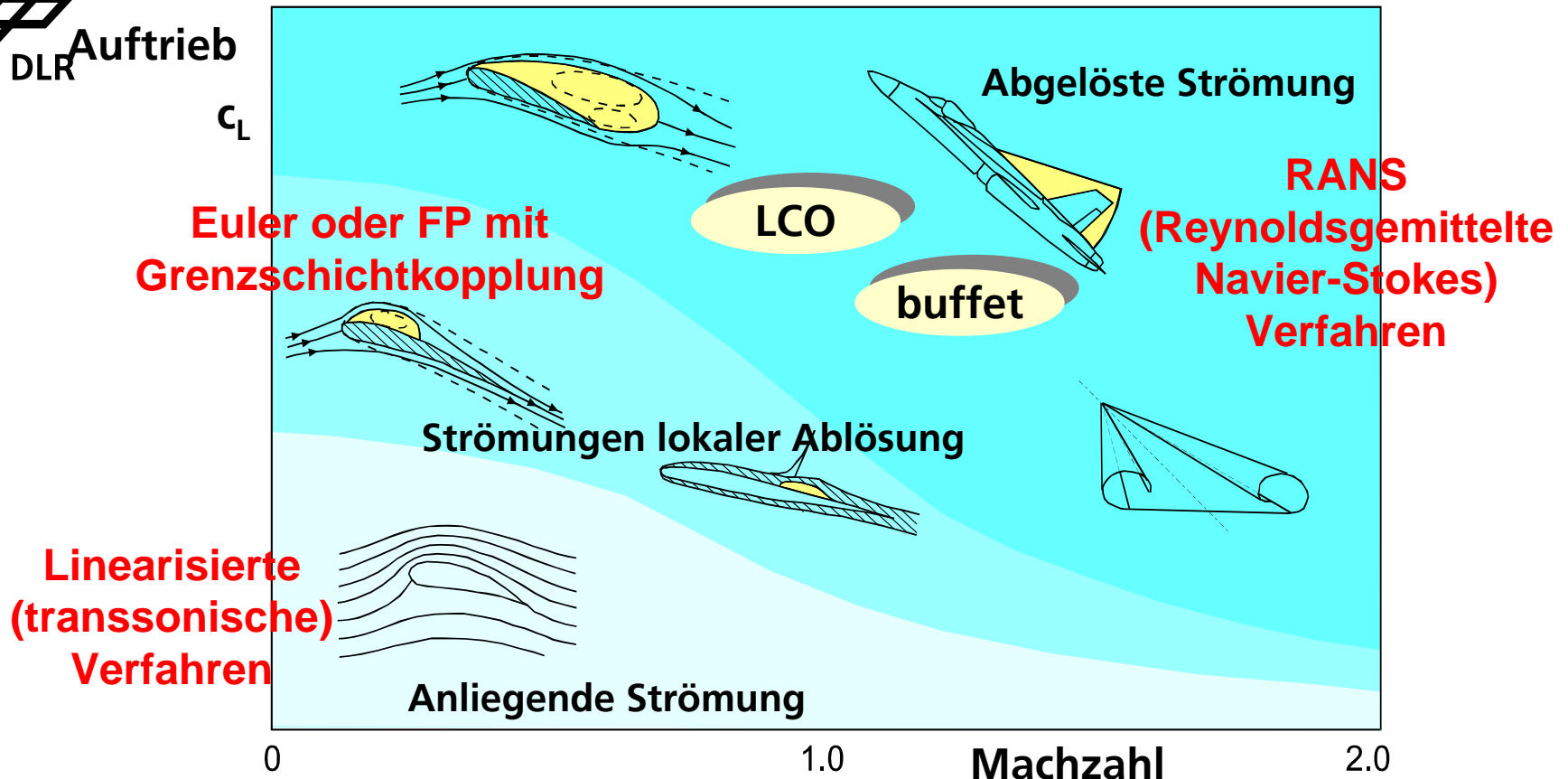
TDLM

AMP Flügel (1993),
TAU-Rechnungen 2005
Position : $y/s=0.66, 0.83$



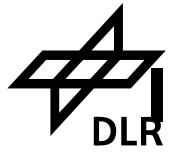
Einfluss der Transonik auf die Flattergrenze



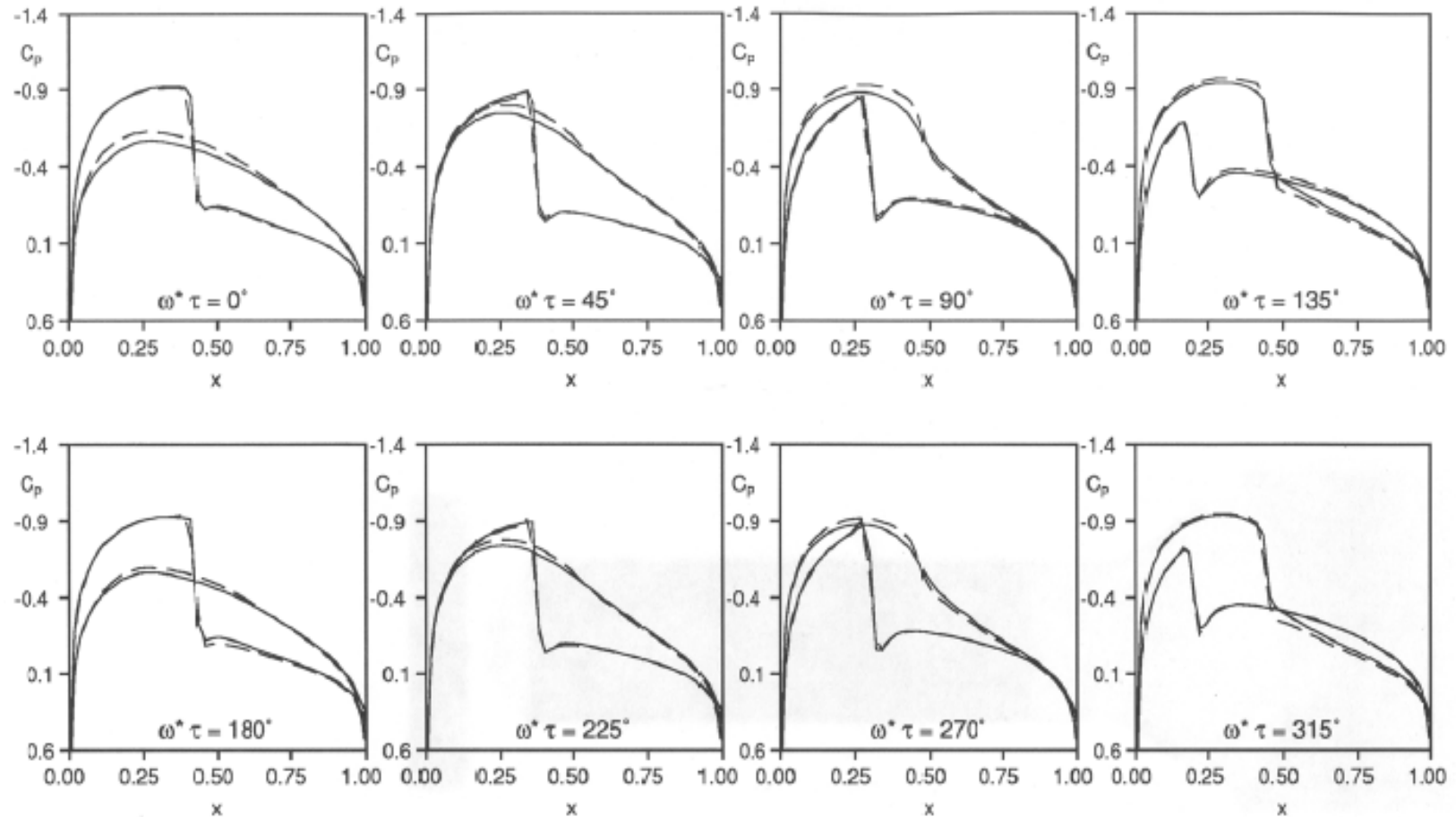


Bald wurde klar, dass wegen zunehmender Fluggeschwindigkeiten linearisierte Verfahren (auch transsonische), die nur anliegende Strömung modellieren, nicht mehr für die Flutteranalyse ausreichen. Für nichtlineares Flattern sind Zeitbereichsverfahren nötig.

Zur Unterstützung einer eigenständigen instationären CFD – Entwicklung beschaffte Prof. Försching daher im Jahre 1990 3 Workstations im Institut für Aeroelastik



Inst. Euler- und Full Potential Berechnungen 1989 – Stoßdynamik (Carstens, Voß)



NACA0012-airfoil

$Ma_\infty = 0.755$ $\alpha = 0.020^\circ$

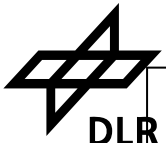
Oscillatory pitching motion about $x=0.250$ axis

$\omega^* = 1.000$

Amplitude = 2.510°

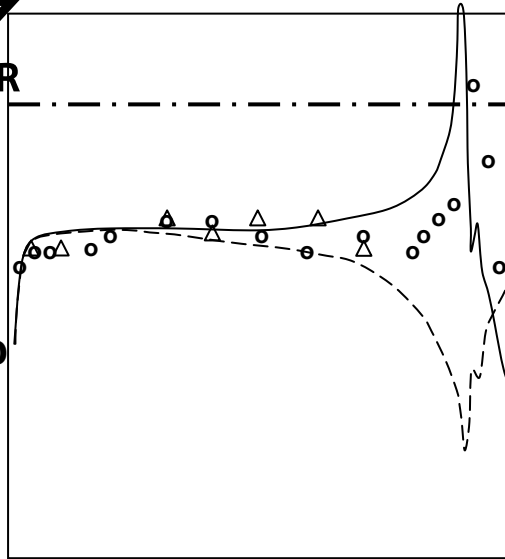
— Euler

--- Full Potential



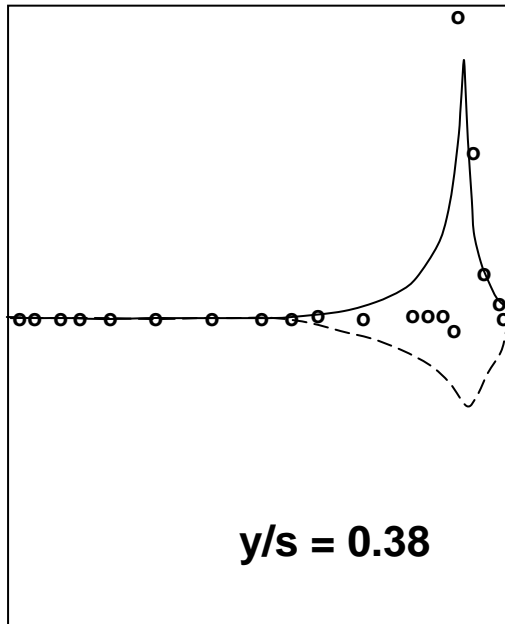
DLR

↑
-Cp



↑
Cp

$y/s = 0.38$



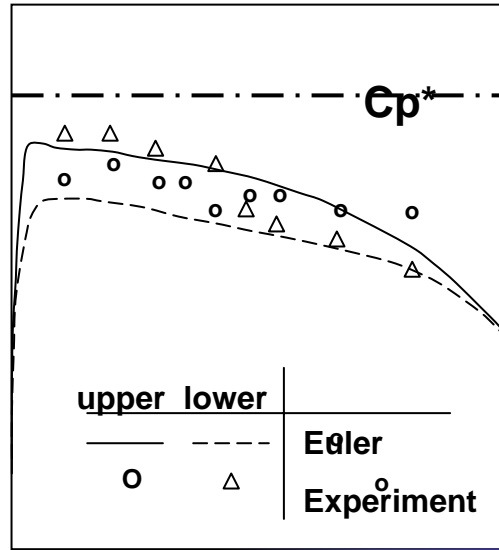
Cp^*

upper lower

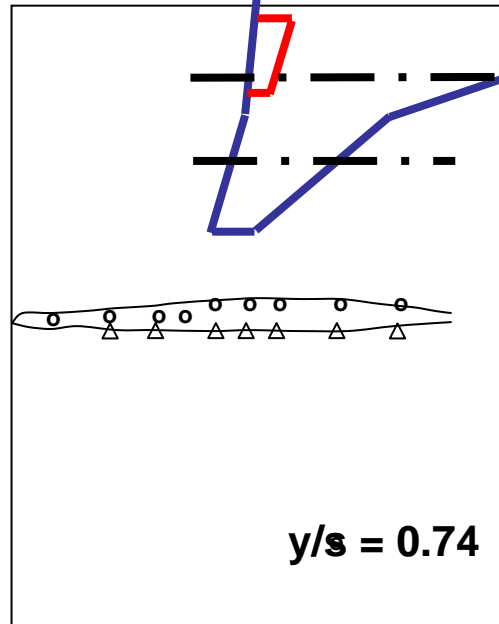
— — — —
O Δ

Euler

Experiment



$y/s = 0.74$



SST Modell mit
Ruderschwingung, $Ma=0.90$,
 $\alpha_0=0.0^\circ$, $\delta_0=5.0^\circ$, $\delta_1=2.0^\circ$,
 $\omega^*=1.13$

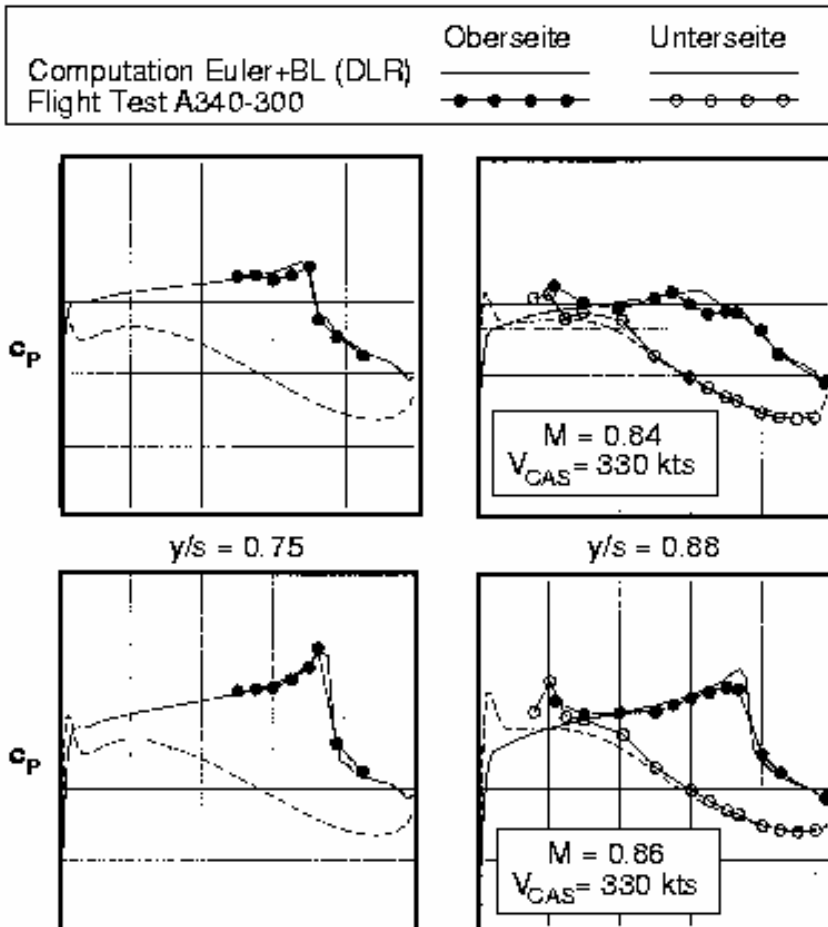
Rechnungen : Euler (Wegner)

Messungen : NAL (Japan)

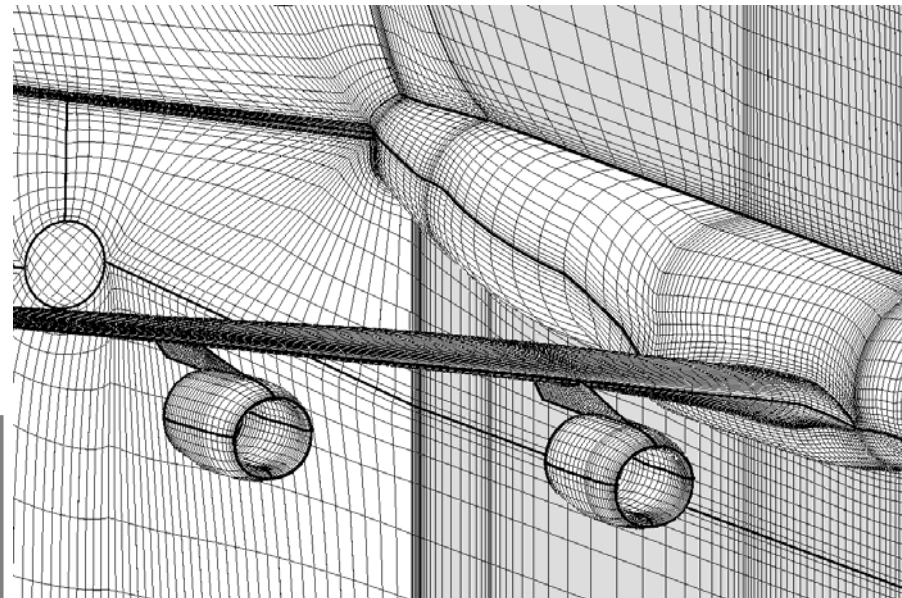
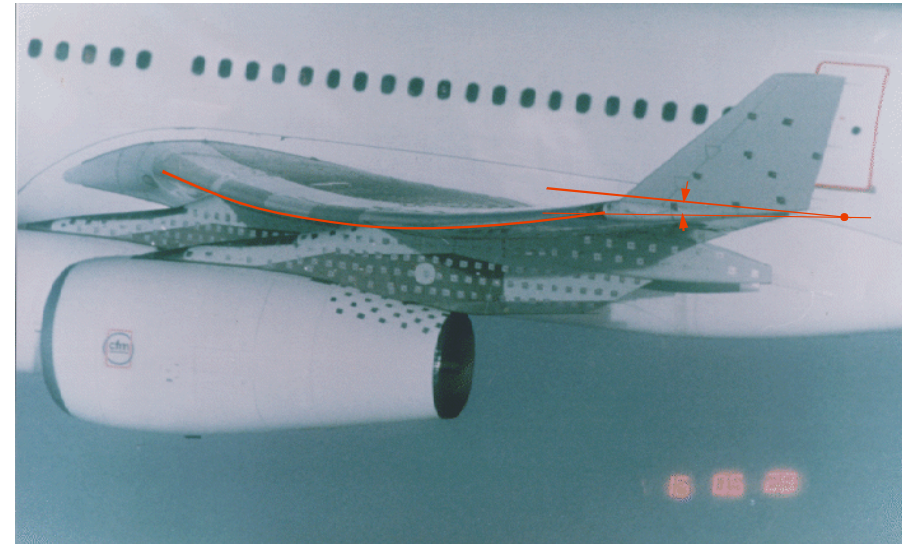
Oben stationär

Unten instationär Realteil

Inst. Euler- Grenzschichtberechnungen

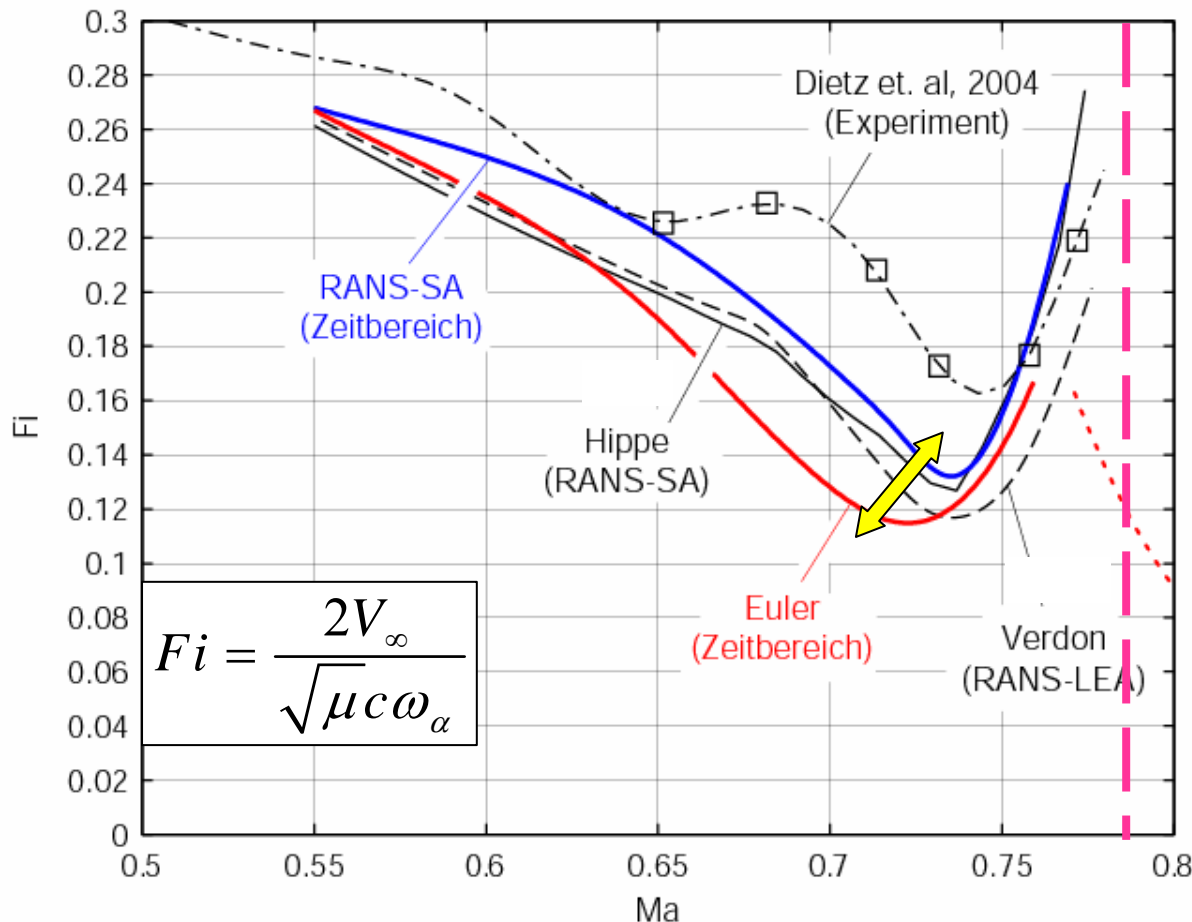


C_p Resultate eines Blindtests (Wegner),
Rechnungen ohne Triebwerke



Navier-Stokes Verfahren – TAU code

- reduzierte Rechenzeiten durch effektive Zeitintegration (dual time stepping)
- Effektive Gittergenerierungsverfahren auch für RANS-Simulationen durch unstrukturierte Netztopologie → Zeitbereichsflattersimulationen effektiv
- Fähigkeit zur Berechnung von instationärer Ablösung und Buffeting



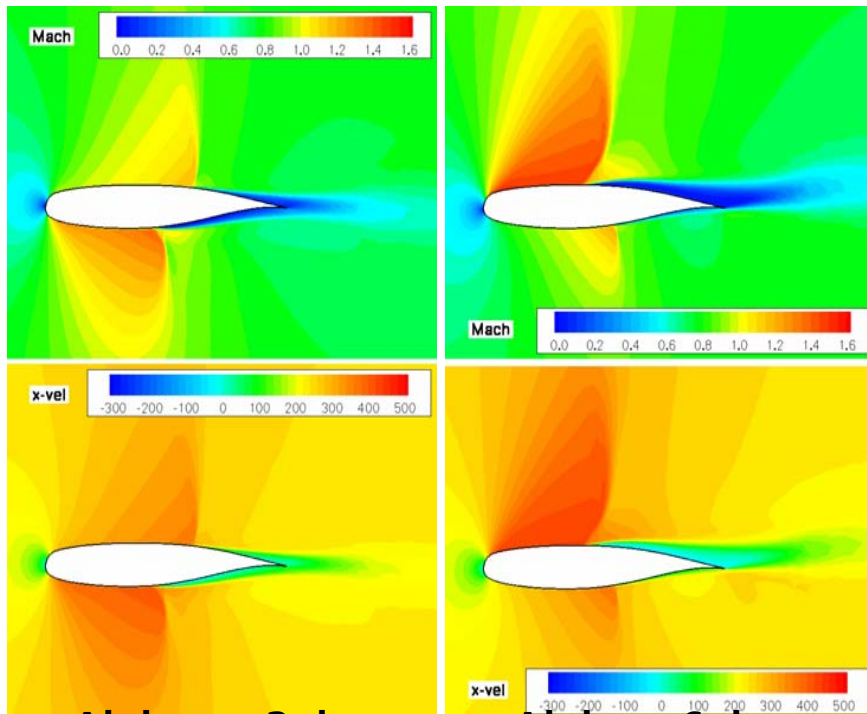
**Bandbreite bei der
Flutterberechnung :
Viskosität -
Turbulenzmodelle
Nähe zu Strömungs-
ablösung und
Buffet**

Berechnungen von
Hippe, Verdon, Nitzsche

Erforschung des Buffeting

2D-RANS Simulationen (Soda)

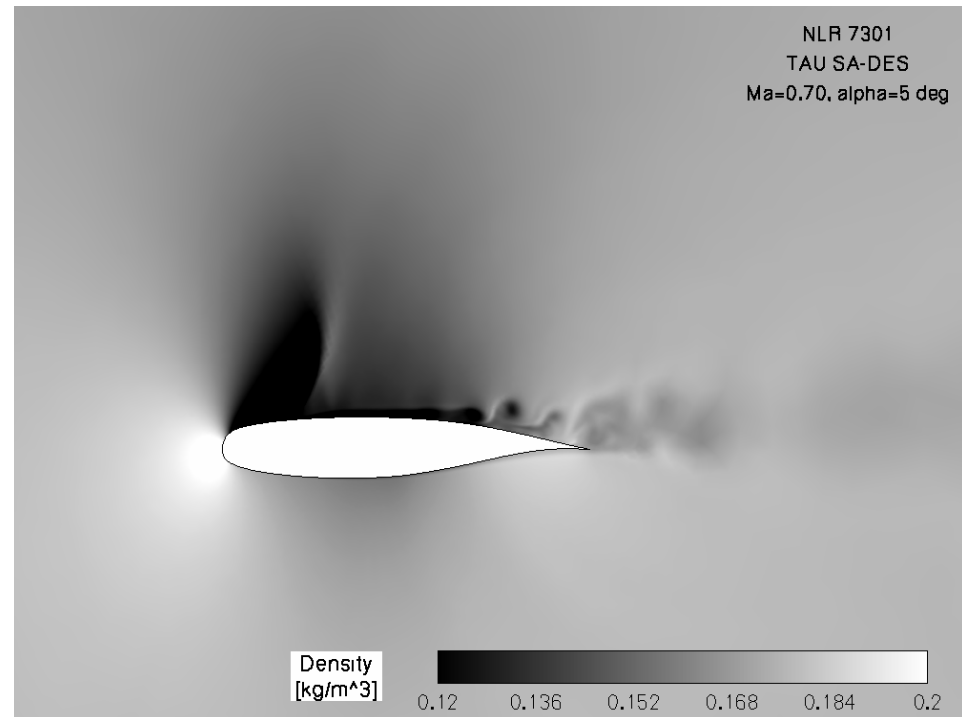
NLR7301 - $Ma = 0.77$, $Re = 2.3$ mio



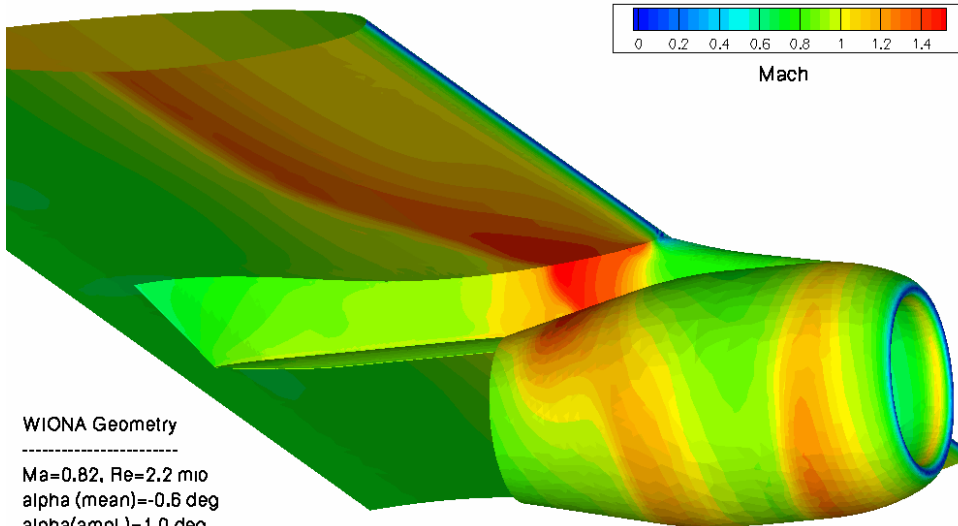
$\alpha = -3^\circ$

$\alpha = 6^\circ$

3D-DES Simulationen (Soda)

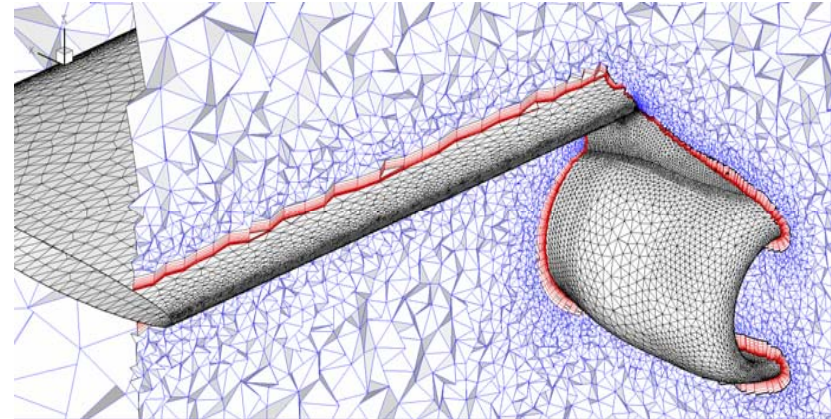


Instationäre Aerodynamik bei Flügel- Triebwerksinterferenz (WIONA)

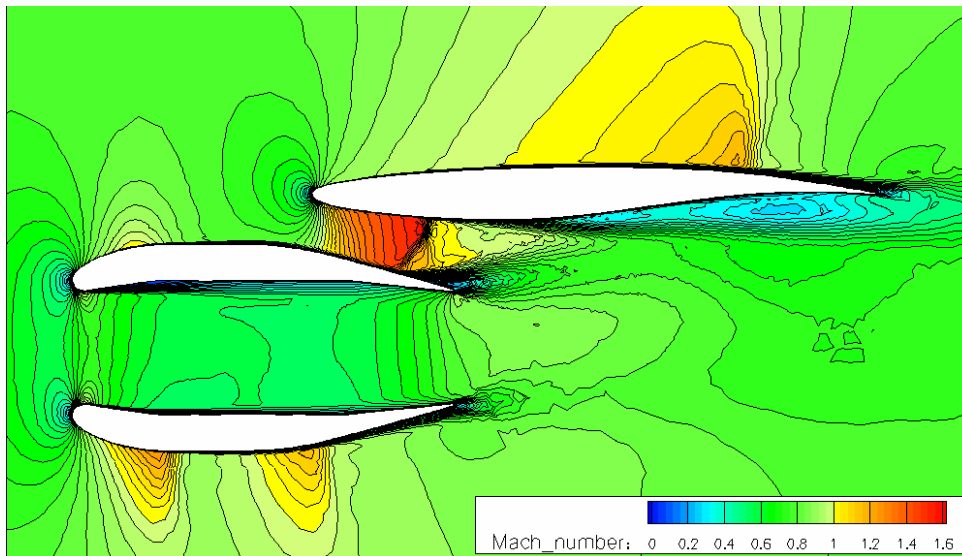


WIONA Geometry

Ma=0.82, Re=2.2 mio
alpha (mean)=-0.6 deg
alpha(ampl.)=1.0 deg
Red. freq.=0.2
Tau N-S (1-eq. S-A + central)



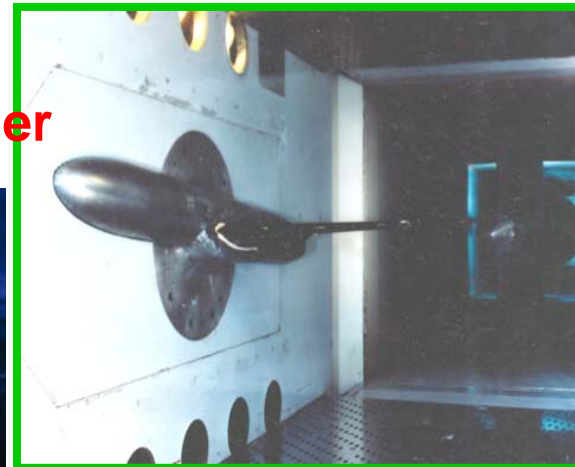
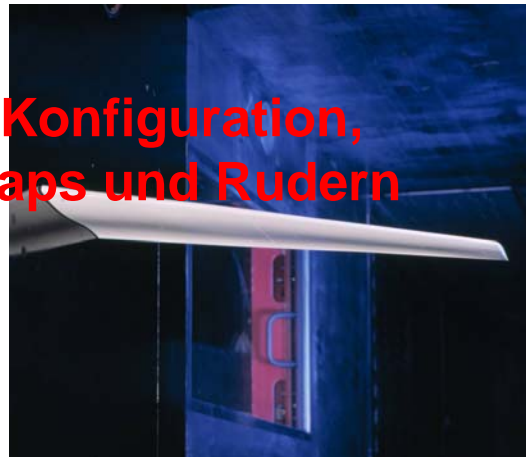
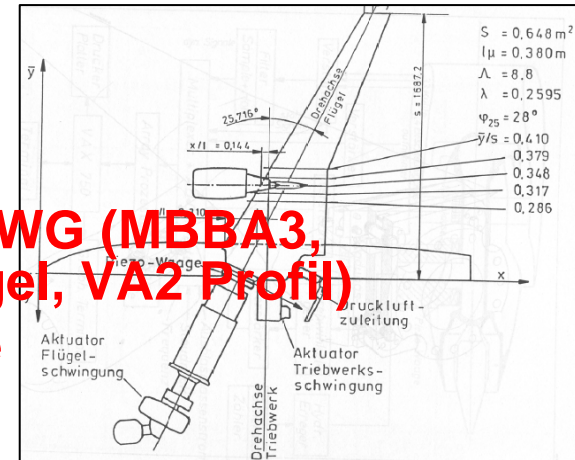
TAU RANS Simulationen (A. Soda)
NTPER = 500, NINNER = 40, 16
CPUs, 68 hrs / period !





Windkanalexperimente zur instationären Aerodynamik – Validierung und Modellbildung

- Bis 1988 zahlreiche Tests im 3 x 3 m NWG
z.B. Halbmodell mit Ejektortriebwerk
- 2D transsonische Messungen an Profilen im TWG (MBBA3, NACA0012) und externen Kanälen (NORA Flügel, VA2 Profil)
- AMP Messungen (1990) mit ONERA in Modane
- Nach TWG-Umbau :
- NLR7301 Profil (Konturbeuleneinfluss)
- NLR Profil in adaptiver Messstrecke
- Aerostabil-Flügel, Beginn der Nutzung optischer Messtechniken
- Ringflügel
- WIONA Flügel-Triebwerk Konfiguration,
- 2D Profile mit Guerny Flaps und Rudern





Wichtige ausländische Kooperationspartner auf dem Gebiet der inst. Aerodynamik

Nanjing (China) 1983



Wichtige ausländische Partner in bilateralen Kooperationen (1980-2005)

ONERA : Windkanaltests, Verfahrensvalidierung

NASA & AFFDL (USA)

JAXA (Japan) :
Windkanaltests,
Verfahrensvalidierung

CAE (China) :
Verfahrensentwicklung

INTA (Spanien) :
Verfahrensentwicklung und
-validierung

Ausblick

- Linearisierte CFD Verfahren im Frequenzbereich (TDLM) haben hohe Anwendungsreife und Potenzial für industriellen Einsatz in den Bereichen Flattern, Flugmechanik und Flugregelung. Erweiterung auf inst. Abgelöste Strömungen wird angestrebt.
- Zeitbereichsverfahren unterhalb von Navier-Stokes (Euler mit Grenzschichtkopplung) stellen einen Kompromiss zwischen Genauigkeit und Rechenaufwand dar, kleines Anwendungsfeld zwischen 1) und 3), könnten aber 1) allmählich ersetzen
- Navier-Stokes Verfahren (TAU) können trotz hohen Rechenaufwands heute vielfach schon exemplarisch als numerischer Windkanal eingesetzt werden, Weitere Verbesserungen für massiv abgelöste Strömungen (LES, DES) versprechen ein verlässliches Forschungswerkzeug.
- Ein zukünftiger Arbeitsschwerpunkt wird die Erforschung instationärer aerodynamischer Phänomene (z.B. bei Ablösung) in enger Verzahnung von Numerik und Windkanaltest sein.



ENDE

RANS / DES	Vollst. Erhaltungssätze, Turbulenmodelle	$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v}) = 0$
Euler	Vernachlässigung von Reibung und Wärmeleitung	$\frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \text{div}[(\rho \vec{v}) \vec{v}] + \text{grad}(p) = 0$ $\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) \right] + \text{div} \left[\rho \left(e + \frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} \right) \vec{v} \right] = 0$
Vollst. Potential	Rotationsfreie und Isentrope Strömung	$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v}) = 0, \dots, \frac{\rho}{\rho_\infty} = \left[1 - \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \left(2 \frac{\partial \phi}{\partial t} + \vec{v}^2 - 1 \right) \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$
TSD Potential	Dünne Tragflächen	$\left(1 - K \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} - 2 \frac{Ma^2}{\beta^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x \partial t} - \frac{Ma}{\beta^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} = 0$
Linear CFD	Frequenzbereich, inhomog Wellengleichung für 1. Harmonische	$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \lambda^2 \psi = \left(\frac{\partial}{\partial x} + i \frac{\omega^*}{\beta^2} \right) S$
Linear kompressibel	Wellengleichung	$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} - 2 \frac{Ma^2}{\beta^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x \partial t} - \frac{Ma}{\beta^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} = 0$
Linear inkompressibel	Laplace-Gleichung oder Wirbeltransportgleichung	$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0$

